



13.01.2009

HIT: 1 OF 1, Selected: 0 OF 0

© Thomson Scientific Ltd. DWPI

© Thomson Scientific Ltd. DWPI

Accession Number

1988-287020

Title Derwent

Assembled gas turbine blade prodn. - by casting process producing purely mechanical joints

Abstract Derwent**Unstructured:**

In the prodn. of an assembled gas turbine blade consisting of a root piece, a blade stem and a cover plate or strip, in which the blade stem is made of an oxide dispersion hardened Ni base superalloy with longitudinal coarse columnar crystals, the novelty is that (a) the side faces of the blade stem top and bottom ends have recesses and/or projections; (b) the blade stem is placed in a casting mould, having the negative shape of the cover plate and the root, such that the blade stem top and bottom ends project into the mould cavity; (c) the blade stem is preheated to 50-300 deg.C below the solidus of the lowest melting phase of the blade stem material; (d) the mould cavity is filled with a melt of non-dispersion-hardened Ni base superalloy with a casting temp. of max. 100 deg.C above the liquidus of the highest melting phase of the alloy so that the top and bottom ends are completely enclosed by the melt, the temp. of the melt after the end of casting and during solidification, and of the blade stem being controlled so that melting of the blade stem and metallurgical bonding of the blade stem to the cover plate and the root piece are avoided. Also claimed is an assembled gas turbine blade, in which the casting operation produces purely mechanical fixing of the cover plate and the root piece to the blade stem. The process provides an optimal combination of a dispersion-hardened Ni base superalloy blade stem and non-dispersion-hardened Ni base superalloy cover plate and root portions for withstanding thermal and mechanical loads during normal operation, operation interruptions (turbine shutdown and start-up) and sudden load drops (sudden switch-off of the generator coupled to the turbine with run-on of the machine gp.).

Assignee Derwent + PACO

BBC BROWN BOVERI & CIE AG BROV-S

Assignee Original

BBC Brown Boveri AG

Inventor Derwent

VERPOORT C

Patent Family Information

EP285778-A 1988-10-12 JP63252663-A 1988-10-19
CH670406-A 1989-06-15 US4869645-A 1989-09-26
EP285778-B 1990-08-22 DE3860472-G 1990-09-27

First Publication Date 1988-10-12**Priority Information**

CH000001055 1987-03-19

Derwent Class

M22 M26 P52 P53 Q51

Manual Code

M22-G03K

International Patent Classification (IPC)

IPC Symbol	IPC Rev.	Class Level	IPC Scope
B21D-53/00	2006-01-01	I	C
B22D-19/00	2006-01-01	I	C
C22C-19/05	2006-01-01	I	C
F01D-5/28	2006-01-01	I	C
B21D-53/78	2006-01-01	I	A
B22D-19/00	2006-01-01	I	A
C22C-19/05	2006-01-01	I	A
F01D-5/28	2006-01-01	I	A

- No drawing available -

⑩ 日本国特許庁(JP)

⑪ 特許出願公開

⑫ 公開特許公報(A)

昭63-252663

⑬ Int. Cl.⁴

識別記号

庁内整理番号

⑭ 公開 昭和63年(1988)10月19日

B 22 D 19/00
B 21 D 53/78
C 22 C 19/05
F 01 D 5/28

Q-8414-4E
6778-4E
C-6813-4K
7910-3G

審査請求 未請求 請求項の数 21 (全14頁)

⑮ 発明の名称 複合ガスタービン羽根およびその製法

⑯ 特 願 昭63-63776

⑰ 出 願 昭63(1988)3月18日

優先権主張 ⑱ 1987年3月19日 ⑲ スイス(CH) ⑳ 01055/87-7

㉑ 発 明 者 クレメンス・フェルボ スイス国フィスリバツハ・ボルシユトラーセ 45
ールト

㉒ 出 願 人 ベー・ベー・ツエー・ スイス国バーデン・ハーゼルシユトラーセ 16
ブラウン・ボヴェリ・
アクチエンゲゼルシャ
フト

㉓ 代 理 人 弁理士 矢野 敏雄

明 細 書

1 発明の名称

複合ガスタービン羽根およびその製法

2 特許請求の範囲

1. 羽根本体(1)が縦に配向した粗い桿状結晶の状態にある酸化物分散硬化型ニッケル系スーパーアロイからなる、脚部材(7)、羽根本体(1)およびカバー板(6)またはカバー帯(6)よりなる複合ガスタービン羽根の製法において、羽根本体の上端部(2)および脚端部(3)の表面に凹所(4)および(または)突起部(5)を備え、羽根本体(1)をカバー板(6)および脚部材(7)のネガ形を有する鋳型(8)へ、上端部(2)および脚端部(3)が鋳型(8)の中空空間へ突出するように挿入し、羽根本体(1)をその素材の最低温融解相の固相線温度より50〜300℃低い温度へ予熱し、鋳型(8)の中空空間を、カバー板(6)および脚部材(7)のための非分散硬化型ニッケル系スー

パーアロイの溶湯(13)でこの合金の最高温融解相の液相線温度より最高100℃高い鋳造温度をもつて、羽根本体(1)の上端部(2)および脚端部(3)を完全に鋳ぐるみするように充てんし、鋳造過程終了後および凝固の間の溶湯の温度ならびに羽根本体(1)の温度を羽根本体(1)の溶解および羽根本体(1)の素材とカバー板(6)および脚部材(7)の素材の間の冶金的結合を避けるように制御し、全複合体を室温まで冷却することを特徴とする複合ガスタービン羽根の製法。

2. 羽根本体(1)を桿状結晶の長さ方向と直角方向に靱性を上昇するためあらかじめ熱処理した半製品から加工し、または羽根本体(1)をその製造後羽根本体素材のr'基地中のr'相のための最低 possible の溶体化処理温度もしくはそれより少し高い温度における熱処理および引続く最高5℃/mmの冷却速度による徐冷からなる熱処理により処理する請求項1記載の方法。

3. 羽根本体(1)を鋳ぐるみ前に羽根本体素材の r 基地中の r' 相のための最低 possible の溶体処理温度より少なくとも 50°C 低い温度へ予熱し、羽根本体(1)を鋳ぐるみ後最高 $5^{\circ}\text{C}/\text{mm}$ の冷却速度をもつて少なくとも 600°C 以下の温度まで冷却し、カバー板(6)および(または)脚部材(7)を形成する凝固した溶湯を任意の冷却速度で冷却する請求項1記載の方法。

4. 羽根本体(1)の少なくとも上端部(2)および脚部材(3)に鋳型へ挿入する前に、元素Cr, Al, Si, Ti, Zrの少なくとも1つの元素の酸化物からなる厚さ $5\sim 200\mu\text{m}$ の中間層(16)を設ける請求項1記載の方法。

5. 羽根本体(1)の酸化物分散硬化型ニッケル系スーパーアロイが次の組成:

Cr	15.0重量%
Al	4.5 "
Ti	2.5 "

Zr	0.1重量%
B	0.01 "
C	0.11 "
Ni	残部

を有し、上記組成の溶湯(13)の鋳造温度が最高 1380°C である請求項1記載の方法。

6. 羽根本体(1)の酸化物分散硬化型ニッケル系スーパーアロイが下記の組成:

Cr	15.0重量%
Al	4.5 "
Ti	2.5 "
Mo	2.0 "
W	4.0 "
Ta	2.0 "
Zr	0.15 "
B	0.01 "
C	0.05 "
Y_2O_3	1.1 "
Ni	残部

を有し、羽根本体(1)を $1160\sim$

Mo	2.0重量%
W	4.0 "
Ta	2.0 "
Zr	0.15 "
B	0.01 "
C	0.05 "
Y_2O_3	1.1 "
Ni	残部

を有し、羽根本体(1)を $1140\sim$

1180°C の温度に予熱し、さらに脚部材(7)およびカバー板(6)のニッケル系スーパーアロイが下記の組成:

Cr	16.0重量%
Co	8.5 "
Mo	1.75 "
W	2.6 "
Ta	1.75 "
Nb	0.9 "
Al	3.4 "
Ti	3.4 "

1200°C の温度に予熱し、さらに脚部材(7)およびカバー板(6)のニッケル系スーパーアロイが次の組成:

Cr	22.4重量%
Co	19.0 "
Ta	1.4 "
Nb	1.0 "
Al	1.9 "
Ti	3.7 "
Zr	0.1 "
C	0.15 "
Ni	残部

を有し、前記組成の溶湯(13)の鋳造温度が最高 1400°C である請求項1記載の方法。

7. 羽根本体(1)の酸化物分散硬化型ニッケル系スーパーアロイが下記の組成:

Cr	20.0重量%
Al	6.0 "
Mo	2.0 "
W	3.5 "

Zr	0.19重量%
B	0.01 "
C	0.05 "
Y ₂ O ₃	1.1 "
Ni	残部

を有し、羽根本体(1)を1120～
1160℃の温度に予熱し、さらに脚部材
(7)およびカバー板(6)のニッケル系ス
ーパーアロイが次の組成:

Cr	16.0重量%
Co	8.5 "
Mo	1.75 "
W	2.6 "
Ta	1.75 "
Nb	0.9 "
Al	3.4 "
Ti	3.4 "
Zr	0.1 "
B	0.01 "
C	0.11 "

W	2.0重量%
Ta	1.4 "
Nb	1.0 "
Al	1.9 "
Ti	3.7 "
Zr	0.1 "
C	0.15 "
Ni	残部

を有し、前記組成の溶湯(13)の鑄造温度
が最高1400℃である請求項1記載の方法。
9. 羽根本体(1)の酸化物分散硬化型ニッケ
ル系スーパーアロイが下記の組成:

Cr	17.0重量%
Al	6.0 "
Mo	2.0 "
W	3.5 "
Ta	2.0 "
Zr	0.15 "
B	0.01 "
C	0.05 "

Ni	残部
----	----

を有し、上記組成の溶湯(13)の鑄造温度
が最高1380℃である請求項1記載の方法。

8. 羽根本体(1)の酸化物分散硬化型ニッケ
ル系スーパーアロイが次の組成:

Cr	20.0重量%
Al	6.0 "
Mo	2.0 "
W	3.5 "
Zr	0.19 "
B	0.01 "
C	0.05 "
Y ₂ O ₃	1.1 "
Ni	残部

を有し、羽根本体(1)を1120～
1160℃の温度に予熱し、さらに脚部材
(7)およびカバー板(6)のニッケル系ス
ーパーアロイが下記の組成:

Cr	22.4重量%
Co	19.0 "

Y ₂ O ₃	1.1重量%
Ni	残部

を有し、羽根本体(1)を1130～
1170℃の温度に予熱し、さらに脚部材
(7)およびカバー板(6)のニッケル系ス
ーパーアロイが下記の組成:

Cr	16.0重量%
Co	8.5 "
Mo	1.75 "
W	2.6 "
Ta	1.75 "
Nb	0.9 "
Al	3.4 "
Ti	3.4 "
Zr	0.1 "
B	0.01 "
C	0.11 "
Ni	残部

を有し、前記組成の溶湯(13)の鑄造温度
が最高1380℃である請求項1記載の方法。

10. 羽根本体(1)の酸化物分散硬化型ニッケル系スーパーアロイが下記組成:

Cr	17.0重量%
Al	6.0 "
Mo	2.0 "
W	3.5 "
Ta	2.0 "
Zr	0.15 "
B	0.01 "
C	0.05 "
Y ₂ O ₃	1.1 "
Ni	残部

を有し、羽根本体(1)を1130～1170℃の温度に予熱し、さらに脚部材(7)およびカバー板(6)のニッケル系スーパーアロイが下記組成:

Cr	22.4重量%
Co	19.0 "
W	2.0 "
Ta	1.4 "

12. 羽根本体(1)が縦に配向した粗い棒状結晶の状態の酸化物分散硬化型ニッケル系スーパーアロイからなる、脚部材(7)、羽根本体(1)およびカバー板(6)よりなる複合ガスタービン羽根において、脚部材(7)およびカバー板(6)が非分散硬化型ニッケル系鍛造スーパーアロイからなり、脚部材(7)およびカバー板(6)が羽根本体(1)の脚端部(3)および上端部(2)の表面に凹所(4)および(または)突起部(5)を介して、金属の中断を維持しながら冶金的结合なしに純機械的に鑄ぐるみによつて固定されていることを特徴とする複合ガスタービン羽根。

13. 羽根本体(1)とカバー板(6)および(または)脚部材(7)の間の金属中断が一部自然の酸化膜、一部中空空間によつて形成された最大5μm幅のギャップの形で存在する請求項12記載のガスタービン羽根。

14. 羽根本体(1)とカバー板(6)および(または)脚部材(7)の間の金属中断部の

Nb	1.0重量%
Al	1.9 "
Ti	3.7 "
Zr	0.1 "
C	0.15 "
Ni	残部

を有し、上記組成の溶湯(13)の鑄造温度が最高1400℃である請求項1記載の方法。

11. 工作物全体を室温へ冷却後もう1度1050～1200℃の温度へ加熱し、少なくとも脚部材(7)およびカバー板(6)を高温等静圧圧縮によつて後圧縮し、その際工作物をまず羽根本体(1)ならびにカバー板(6)および脚部材(7)の素材の再結晶温度より最低100℃、最高150℃低い温度に加熱し、次に1000～3000バールの圧力下にこの温度に2～24時間保持し、次に最高5℃/minの速度で少なくとも600℃以下の温度まで冷却する請求項1から10までのいずれか1項記載の方法。

羽根本体の表面に元素Cr, Al, Si, Ti, Zrの少なくとも1つの酸化物の厚さ5～200μmの中間層が存在する請求項12記載のガスタービン羽根。

15. 中間層(16)が羽根本体(1)の表面に固着する、厚さ少なくとも100μmの運転中断熱性の層として形成され、かつ主としてAl₂O₃、またはY₂O₃で安定化したZrO₂からなる請求項14記載のガスタービン羽根。

16. 羽根本体(1)が棒状結晶の長さ方向と垂直に高い靱性を有する酸化物分散硬化型で非析出硬化型のニッケル系スーパーアロイからなる請求項12記載のガスタービン羽根。

17. 羽根本体(1)が次の組成:

Cr	15.0重量%
Al	4.5 "
Ti	2.5 "
Mo	2.0 "
W	4.0 "
Ta	2.0 "

Zr	0.1 5 重量%
B	0.0 1 "
C	0.0 5 "
Y ₂ O ₃	1.1 "
Ni	残部

の合金からなる請求項12記載のガスタービン羽根。

18. 羽根本体(1)が次の組成:

Cr	2 0.0 重量%
Al	6.0 "
Mo	2.0 "
W	3.5 "
Zr	0.1 9 "
B	0.0 1 "
C	0.0 5 "
Y ₂ O ₃	1.1 "
Ni	残部

の合金からなる請求項12記載のガスタービン羽根。

19. 羽根本体(1)が次の組成:

Al	3.4 重量%
Ti	3.4 "
Zr	0.1 "
B	0.0 1 "
C	0.1 1 "
Ni	残部

の合金からなる請求項12記載のガスタービン羽根。

21. 脚部材(7)およびカバー板(6)が次の組成:

Cr	2 2.4 重量%
Co	1 9.0 "
W	2.0 "
Ta	1.4 "
Nb	1.0 "
Al	1.9 "
Ti	3.7 "
Zr	0.1 "
C	0.1 5 "
Ni	残部

Cr	1 7.0 重量%
Al	6.0 "
Mo	2.0 "
W	3.5 "
Ta	2.0 "
Zr	0.1 5 "
B	0.0 1 "
C	0.0 5 "
Y ₂ O ₃	1.1 "
Ni	残部

の合金からなる請求項12記載のガスタービン羽根。

20. 脚部材(7)およびカバー板(6)が次の組成:

Cr	1 6.0 重量%
Co	8.5 "
Mo	1.7 5 "
W	2.6 "
Ta	1.7 5 "
Nb	0.9 "

の合金からなる請求項12記載のガスタービン羽根。

3 発明の詳細な説明

産業上の利用分野:

きわめて高度のガスタービンの場合、効率の上昇は高いガス温度、したがって個々の構成部材のために耐熱性の高い素材、適当な素材組合せおよび一層良好な構造を必要とする。もつとも重要でクリティカルな構成部材はこの場合タービンの羽根である。

本発明は機械的および(または)熱的に高く負荷されるガスタービンの羽根に関し、その際分散硬化型合金の有利な性質を特定種類の負荷のため非分散硬化型合金の性質と最適の方法で組合わさなければならない。

とくに本発明は脚部材、羽根本体およびカバー板またはカバー帯から構成した複合ガスタービン羽根の製法に関し、その際羽根本体は縦方向に配向した粗大な桿状結晶の状態の酸化物分散硬化型ニッケル系スーパーアロイ(超耐熱合

金)からなる。

さらに本発明は脚部材、羽根本体およびカバー板またはカバー帯から構成した複合ガスタービン羽根に関し、この場合羽根本体は縦方向に配向した粗大な桿状結晶の状態の酸化物分散硬化型ニッケル系スーパーアロイからなる。

従来の技術：

回転熱機関（たとえば蒸気およびガスタービン）の場合、少なくとも数段で羽根の端部にカバー板および（または）カバー帯が備えられる。その理由は流体力学的、熱工学的および幾何学的なものである。すなわちこの手段によつて機械の空気力学、熱力学および機構が改善され、安定に形成される。これに関してカバー板およびカバー帯ならびにその製造または羽根上端部への固定（羽根本体と一体に形成したモノリシック構造も）の無数の実施態様および材料組合せが公知になつた。これに対してとくに下記の文献が引用される：

Walter Traupel, Thermische Turbomaschinen,

2. Bd. Regelverhalten, Festigkeit und dynamische Probleme, Springer Verlag 1960

H. Petermann, Konstruktion und Bauelemente von Strömungsmaschinen, Springer Verlag 1960

Fritz Dietzel, Dampfturbinen, Georg Liebermann Verlag 1950

Fritz Dietzel, Dampfturbinen, Berechnung, Konstruktion, Carl Hauser Verlag.

高負荷ガスタービンの羽根素材として最近酸化物分散硬化型ニッケル系スーパーアロイが提案された。それはこれが常用の鍛造および鍛造スーパーアロイに比して高い運転温度を許容するからである。高温で最高の強度値（高い疲労破壊強度）を達成するため、羽根の軸に配向した縦に伸びた粗い結晶を有するこれら合金の構成部材が使用される。製造の途中で一般に素材（半製品）は帯域焼鈍を実施しなければならない。種々の理由（熱力学、結晶化法則）からこのような羽根材料の断面寸法は粗い粒子の状態

に制限される。したがつて羽根の寸法が同様制限される。カバー板の表面積は一般にそれぞれの羽根本体の断面積の数倍になるので、特定寸法の本体およびカバー板を1つの塊からモノリシックに製造することはできない。相対寸法で非常にかさ高になる羽根の脚部材に関しても同様である。酸化物分散硬化型スーパーアロイを好結果をもつて一般的に使用するため、したがつて羽根本体とカバー板および脚部材とに分割する要求が生ずる。固定位置における強度および材料負荷から生ずるこのような分割に対する他の理由もある。羽根本体の上端部におけるカバー板の純機械的固定は問題を根本的に解決するけれど、複雑であり、付加的固定要素を必要とし、運転中制御困難な付加的応力が発生する。溶接結合は局部的溶解によつて酸化物分散硬化型素材の組織がほとんど破壊されるので、除外される。ろう接または拡散接合による結合は非常にきれいに処理した接触面を必要とし、工業的には困難である。

金属部材の金属材料（多くは低い融点を有する）による鋳ぐるみは工業的に多数の適用分野から公知である。とくに鋼を鋳鉄の中に鋳ぐるみすることはすでに提案された。この場合鋼はできるだけ鋳鉄より小さいまたは高くとも等しい膨張係数を有することに注意しなければならない。これにはたとえばCr含量10～18%の鋼が適当である。この方法はとくにタービン羽根の鋳ぐるみに使用された（スイス特許第480 445号明細書参照）。この場合酸化物の中間層が有利なことが明らかになつた。

高負荷熱機関とくにガスタービンを建造する場合、酸化物分散硬化型スーパーアロイをますます多く使用し、したがつてメーカに構造的形成をできるだけ自由に保ちながらこの合金を最適に使用しうる技術的手段を開示する大きい要求がある。

発明が解決しようとする課題：

本発明の目的は脚部材、羽根本体およびカバー板またはカバー帯からなる複合ガスタービン

羽根およびその製法を得ることであり、その際酸化物分散硬化型ニッケル系スーパーアロイを、縦方向に配向した粗大な棒状結晶の状態で限定的にしか使用し得ない横断面寸法を十分に考慮しながら羽根本体のために最適に使用し、他面脚部材およびカバー板またはカバー帯の適当な材料選択および構造的形成ならびにその製造によつて羽根本体に対する最適の配置したがつてすべての熱的および機械的運転条件にもつとも良く耐える複合構造を達成しなければならない。この場合羽根の脚部材、羽根本体、羽根上部部材およびカバー板またはカバー帯の種々の熱的および機械的負荷を、正常運転、運転中断（タービンの停止および始動）および突然の負荷解放（機械群の回転が続く際タービンと結合する発電機の突然の遮断）とともに考慮に入れなければならない。

課題を解決するための手段：

この目的は首記の方法において羽根本体の上端部および脚端部の表面に凹所および（または）突起部を介して羽根本体の脚端部および上端部の表面に、金属の中断を維持しながら冶金結合なしに純機械的に鑄ぐるみによつて固定されていることによつて解決される。

実施例：

次に本発明の実施例を図面により説明する。

第1図には鑄ぐるみする羽根本体の上端部のための鑄造装置の縦断面が示される。1は酸化物分散硬化型ニッケル系スーパーアロイの羽根本体であり、その縦軸は垂直位置にある。鑄ぐるみすべき上端部2は上にある。この端部は羽根本体1の実効断面に対して横方向に段を有し、鑄ぐるみによつて製造および固定されるカバー板（第2図の6）の機械的に良好な固定のため、1周する凹所4および同様の突起部5を有する。8はセラミックスの鑄型であり、その凹面は製造するカバー板の形（ネガ型）に相当する。9は鑄型8の横に設けした鑄入口である。鑄造温度を低く保持するため、高い熱流出流れの臨界位置に断熱パッキング10または加熱板11が鑄

突起部を備え、羽根本体をカバー板および脚部材のネガ型を有する鑄型へ、上端部および脚端部が鑄型の中空空間へ突出するように挿入し、羽根本体を羽根本体素材の最低温融解相の固相線温度より50〜300℃低い温度へ予熱し、鑄型の中空空間をカバー板および脚部材のための非分散硬化型ニッケル系スーパーアロイの溶湯によつてこの合金の最高温融解相の液相線温度より最高100℃高い温度をもつて、羽根本体の上端部および脚端部を完全に鑄ぐるみするように充てんし、鑄造過程終了後および凝固の間の溶湯の温度ならびに羽根本体の温度を羽根本体の溶解開始および羽根本体の素材とカバー板および脚部材の素材の間の冶金的結合を避けるように制御し、全複合体を室温まで冷却することによつて解決される。

さらにこの目的は前記複合ガスタービン羽根において脚部材およびカバー板が非分散硬化型ニッケル系鑄造スーパーアロイからなり、脚部材およびカバー板が凹所および（または）突起

型8の外面に備えられる。場合によりニッケル系スーパーアロイの溶湯13が羽根本体1の表面と鑄型8の間のギャップから浸出するのを防ぐため、鑄型外面の相当する突合せコーナに羽根の全横断面を1周するセラミック接着剤からなるカラー状シール12が設けられる。第1図には鑄造過程の終了時点が示される。14は溶湯13のカバー板を形成する部分を示す。

第2図はガスタービンの複合案内羽根の縦断面を示す。1は酸化物分散硬化型ニッケル系スーパーアロイからなる帯域焼鈍によつて縦方向に配向した粗い棒状結晶を有する羽根本体である。2は羽根の上端部3は脚端部であり、両方ともそれぞれ1周する凹所4および突起5を有する。6はカバー板またはカバー帯、7は羽根の脚部材である。両方ともそれぞれ非分散硬化型ニッケル系鑄造スーパーアロイからなる。6および7は一般に組成、鑄造温度および冷却条件に応じて微粒子から中粒子までの結晶構造を有する。

第3図はガスタービン案内羽根の脚部材の縦断面を示す。この場合脚部材は冷却通路を有し、脚部材と羽根本体の間に中間層が存在する。

15は羽根の脚部材7内の冷却通路である。

16は羽根本体1と脚部材7の間の冶金結合を避けるための酸化物からなる断熱性酸化物層である。この層は羽根本体1に自然に発生する厚さ数 μm の酸化物層またはとくに羽根本体1の表面に設けた元素Cr, Al, Si, Ti, Zrから選択した酸化物の厚さ5~200 μm の層である。

第4図にはガスタービンの複合回転羽根の縦断面が示される。原則的にすべての参照番号は前記図面のそれに相当する。構成部材の形が異なるだけである。羽根の脚部材はもみの木形の歯形を有し、タービンのロータ本体への良好な固定が保証される。

第5図は脚部材に中間層および冷却通路を有する複合回転羽根の縦断面を示す。個々の構成部材および参照番号は原則的に第4図に相当す

る。酸化物分散硬化型ニッケル系スーパーアロイからなる羽根本体1の上端部2に固定のため凹所4および突起部5を有する非酸化物分散硬化型ニッケル系鋳造スーパーアロイからなるカバー板6が存在する。羽根本体1の脚端部3は凹所4および突起部5によつてもみの木形に形成され、ニッケル系鋳造スーパーアロイからなるもみの木形脚部材7に挿込まれる。脚部材7は冷却通路15を有する。羽根本体1の脚端部3と脚部材7の間に酸化物からなる厚さ200 μm までの中間層が存在する。この層は運転条件(熱ショック等)が急速に変化する際、固定力および伸びの差を弾性的に吸収し、かつ羽根とロータ本体の間を断熱するために役立つ。

例1:

第1および2図参照。

酸化物分散硬化型ニッケル系スーパーアロイからガスタービン案内羽根の羽根本体1を機械加工によつて製造した。素材は帯域焼鈍により再結晶した粗粒子状態で幅100mm、厚さ32

mmの矩形断面を有する角筒形半製品の形で存在した。縦に配向した棒状結晶は平均して長さ20mm、幅6mm、厚さ3mmである。INCO社の商品名MA6000と称する材料は次の組成を有する:

Cr	15重量%
Al	4.5 "
Ti	2.5 "
Mo	2.0 "
W	4.0 "
Ta	2.0 "
Zr	0.25 "
B	0.01 "
C	0.05 "
Y ₂ O ₃	1.1 "
Ni	残部

翼形断面を有する羽根本体1は次の寸法を有する:

全長	180mm
最大幅	85mm

最大厚さ	24mm
断面高さ	30mm

羽根本体1の上端部2はその表面に段を有した。段部は深さ4mm、幅2.5mmの1周する円くした溝の形の凹所4を有した。それによつて外側端部に突起部5が形成された。

羽根本体1を1140℃の温度に加熱し、同様予熱したセラミックスの鋳型8へ上端2が鋳型の中空空間へ突出するように挿入した。鋳型8を羽根本体1に対しセラミックス接着剤からなるシール12により封鎖した。鋳込口9からスーパーアロイの溶湯を鋳型8の中空空間へ鋳込み、その際後にカバー板を形成する部分14は羽根本体1の上端部2を包囲した。溶湯13に使用するINCOの商品名IN738の非分散硬化型ニッケル系鋳造スーパーアロイの組成は次のとおりであつた:

Cr	16.0重量%
Co	8.5 "
Mo	1.75 "

W	2.6 重量%
Ta	1.75 "
Nb	0.9 "
Al	3.4 "
Ti	3.4 "
Zr	0.1 "
B	0.01 "
C	0.11 "
Ni	残部

この合金の液相線温度は約1315℃であつた。鋳造温度は最高1380℃であつた。溶湯14の比較的急速な凝固の後、工作物を徐冷した。鋳造温度が低いためカバー板6の中〜微粒子組織が達成された。カバー板の寸法は次のとおりであつた：

平均厚さ	10 mm
幅	70 "
長さ	90 "

試験の結果、羽根本体1とカバー板6の間には冶金結合が存在せず、すなわち上端部2の

ニッケル系スーパーアロイから製造した。合金組成および寸法は正確に例1に相当した。羽根本体1を1160℃に予熱し、その上端部2を第1図の鋳型8へ、脚部材3を相当する鋳型（図示されず）へ挿入した。両方の鋳型の中空間に同時にINCOのIN939の商品名を有する非分散硬化型ニッケル系鋳造スーパーアロイの溶湯13を充てんした。合金は次の組成を有した：

Cr	22.4 重量%
Co	19.0 "
Ta	1.4 "
Nb	1.0 "
Al	1.9 "
Ti	3.7 "
Zr	0.1 "
C	0.15 "
Ni	残部

この合金の液相線温度は約1340℃であつた。鋳造温度は最高1400℃であつた。その

組織は融解していないことが明らかになつた。結合は純機械的であり、その際羽根本体1の表面の厚さ約3μmの自然の酸化物層が直接的金属間接触を防いだ。

製造した羽根を5分サイクルで約200℃と約1000℃の温度変化処理し、その熱ショック安定性を試験した。500サイクル後クラックおよびカバー板6と羽根本体1の間の弛みは認められなかつた。これら2つの部材の間の自然の酸化物皮膜はすでに断熱層として作用したので、カバー板は最高でも800℃の温度にしか達しなかつた。これは運転中にもとくにスイッチ遮断または発電機側の負荷解放の際有利に作用する。

まったく一般的にこの場合羽根本体1の予熱温度は1140〜1180℃、溶湯13の鋳造温度は最高1380℃である。

例2：

第1および2図参照。

例1のとおり羽根本体1を酸化物分散硬化型

他は正確に例1のとおり実施した。試験の結果、羽根本体1とカバー板6または脚部材7の間に冶金結合がないことが明らかになつた。温度変化安定性試験の結果クラックのないことおよびカバー板6または脚部材7の羽根本体1からの弛みがないことが明らかになつた。

収縮孔をなくし、できるだけ多孔性を低くするため、カバー板6およびとくに脚部材7の構造的形成の際鋳造スーパーアロイの材料肉厚化を避けるように注意しなければならない。

まったく一般的にこの場合羽根本体1の予熱温度は1160〜1200℃、溶湯13の鋳造温度は最高1400℃である。

例3：

第1および3図参照：

酸化物分散硬化型ニッケル系スーパーアロイからガスタービン案内羽根の羽根本体1を機械加工によつて製造した。出発材料としての縦方向に配向した粗粒子桿状結晶を有する半製品および製造した羽根本体は例1と同じ寸法を有し

た。合金組成は次のとおりであつた：

Cr	20.0 重量%
Al	6.0 "
Mo	2.0 "
W	3.5 "
Zr	0.19 "
B	0.01 "
C	0.01 "
Y ₂ O ₃	1.1 "
Ni	残部

羽根本体1の脚端部3はその表面に段を有し、矩形凹所4の深さは10mm、幅は14mm、対応する突起部は厚さ10mm、幅13mmであつた。羽根本体1の脚端部3の全表面にプラズマスプレー法により厚さ約150μmのAl₂O₃の中間層16を設けた。

続いて例1記載のとおり実施した。羽根本体1を1120℃に加熱し、セラミックからなる鋳型へ挿入した。使用した鋳造スーパーアロイIN738は例1とまったく同じであつた。鋳

した。縦に配向した棒状結晶は平均して長さ25mm、幅8mm、厚さ3.5mmであつた。半製品を機械加工前に棒状結晶の長さ方向に対し垂直の靱性を上昇するため熱処理した。この処理はγ'基地中のγ'相のための最低可能の溶体化処理温度またはそれより少し高い温度における焼鈍に最高5℃/minの冷却速度による冷却が続いた。素材は正確に例3による組成に相当した。

羽根本体1は下記寸法の翼形断面を有した：

全 長	200 mm
最大幅	70 mm
最大厚さ	20 mm
断面高さ	28 mm

羽根本体1の上端部2はその表面に段を有した。段部は深さ2mm、幅2mmの底部を円くした1周する溝の形の凹所4を備えた。溝の間にある突起部は同様の寸法を有した。

羽根本体1を1120℃に予熱し、同様予熱した第1図の8と類似の鋳型へ挿入した。以後の経過は例1と同様であつた。溶湯13として

造温度は最大1380℃であつた。脚部材7の良好な冷却および材料肉厚化の回避ならびに軽い構造のため、この部材は冷却通路15を備えた。中間層16があるにも拘らず、羽根本体1と脚部材7の間の機械的結合は非常に良好であつた。温度変化安定性は高かつた。1000サイクル後クラックは認められなかつた。中間層16は断熱層として優れていることが明らかになつた。羽根本体の平均温度が1000℃の場合、脚部材は約700℃に達しただけである。

まったく一般的にこの場合羽根本体の予熱温度は1120～1160℃、溶湯13の鋳造温度は最高1380℃である。

例4：

第1および4図参照：

酸化物分散硬化型ニッケル系スーパーアロイからガスタービン回転羽根の羽根本体1を機械加工によつて製造した。素材は幅100mm、厚さ30mmの矩形断面を有する角筒形半製品の形で帯域焼鈍により再結晶した粗粒子状態で存在

は例2の組成による鋳造スーパーアロイIN939を使用した。鋳造温度は最高1400℃であつた。凝固は比較的短時間に行われ、その結果微粒組織が得られた。凝固後、素材を徐冷した。カバー板6の寸法は次のとおりであつた：

平均厚さ	8 mm
幅	80 mm (羽根に対し斜めに測つた。)
長さ	100 mm

羽根本体1とカバー板6の間の自然の酸化膜の平均厚さは3～5μmであつた。

200～1000℃の範囲の温度変化安定性は非常に良好であつた。500サイクル後羽根本体1またはカバー板6にクラックは認められなかつた。

まったく一般的にこの場合羽根本体1の予熱温度は1120～1160℃、溶湯13の鋳造温度は最高1400℃である。

例5：

第1および4図参照。

例4のとおり羽根本体1を酸化物分散硬化型スーパーアロイから製造した。合金組成を次のとおり選択した：

Cr	17.0 重量%
Al	6.0 "
Mo	2.0 "
W	3.5 "
Ta	2.0 "
Zr	0.15 "
B	0.01 "
C	0.05 "
Y ₂ O ₃	1.1 "
Ni	残部

しかし例4と異なり半製品を靱性上昇のためあらかじめ熱処理しなかつた。

羽根本体の寸法は例4のそれに相当した。羽根本体1の脚端部3はタービンロータの軸を含む断面で見て3つの凹所4および3つの突起部5を有するもみの木形を有し、それによつて脚部材7内の安定な固定が保証された(第4図参

照)。温度は1130~1170℃、溶湯13の鑄造温度は最高1380℃である。

例6：

第1および5図参照。

靱性上昇のための熱処理による前処理をしなかつた例5による半製品として存在する酸化物分散硬化型ニッケル系スーパーアロイからガスタービン回転羽根の羽根本体1を機械加工によつて製造した。素材の組成ならびに羽根本体の寸法および形は例1に示した値と完全に同じであつた。

羽根本体1のもみの木形脚端部3の全表面はプラズマプレー法によりY₂O₃ 1%をドーピングしたZrO₂からなる平均厚さ80μmの中間層16を有した。

羽根本体1を1180℃に加熱し、素材のr基地中にγ'相をできるだけ大部分固溶体化した。次に羽根本体1の脚端部3をコアを有する予熱した鑄型へ挿入し、セラミックス接着剤で封鎖した。溶湯13として液相線温度約1340℃

照)。

羽根本体1を1130℃に予熱し、その上端部2および脚端部3をそれぞれ予熱した鑄型へ挿入し、セラミックス接着剤で封鎖した。2つの鑄型の中空空間に例1による組成を有する鑄造スーパーアロイIN738を同時に充てんした。鑄造温度は1380℃であつた。その他は先行例のとおり実施した。脚部材7の鑄型はロータの軸を含む断面で脚部材が最終状態でもみの木形を有するように形成した。5つの凹所と交互に5つの突起があり、これらは羽根本体1の脚端部3に近いほぼ相当する凹所4および突起部5と相対する。それによつて冶金結合がないにも拘らず羽根本体1/脚部材7/ロータの優れた噛合が達成される。

熱ショック試験には満足に耐えた。1000サイクル後クラックも羽根本体1とカバー板6および脚部材7との間の固定の弛みも認められなかつた。

まったく一般的にこの場合羽根本体1の予熱

の例2の組成を有する鑄造スーパーアロイIN939を使用した。鑄造温度は1380℃であつた。冷却通路15のためのコアにより脚部材7の範囲内の許容外の材料肉厚化が避けられた。それによつて凝固過程が最適に経過し、微粒組織が得られた。素材の以後の冷却を注意深く監視した。冷却速度は600℃まで最高5℃/minに維持した。以後素材はその自然冷却にまかせた。この手段によつて羽根本体素材のとくに縦に配向した棒状結晶に対し横方向の靱性は供給状態に比して著しく上昇した。これはとくに羽根本体1の脚端部3の固定部の運転条件のためきわめて重要である。靱性の上昇によつて羽根の高負荷範囲内でのクラックまたは弛みに対する安全性が大きく上昇した。

同時に周期的に張力を負荷しながら実施した100℃と1000℃の間の1000サイクルの熱ショック試験により動的状態のもとにこの非金属結合の優れた熱的、機械的および熱機械的挙動が明らかになつた。中間層16は断熱層

として作用するのみならず、弾性的負荷の伝達要素としてピーク応力発生の際重要な機械的機能を果たす。さらに種々の負荷に対するほぼ理想的な複合体が得られる：非常に高い温度における高いクリープ強度のため粗い粒子を有する羽根本体1；中間温度における高い機械的交番負荷のため微粒子を有する脚部材7；組織を損傷する臨界的移行ゾーンを有する1と7の間の冶金結合がない。

またたく一般的にこの場合羽根本体1の予熱温度は1160～1180℃、溶湯13の鋳造温度は最高1400℃である。

例7：

第1および4図参照。

例5のとおり酸化物分散硬化型ニッケル系スーパーアロイから羽根本体1を製造した。合金組成および寸法は例5に示す値に相当した。

羽根本体1を1180℃の温度に加熱し、その上端部および脚部材3をそれぞれ相当する予熱した鋳型へ挿入し、セラミックス接着剤で封

この両方の部材6および7の強度は少なくとも普通に高温で鋳造し、十分に凝固した比較体の値に達した。熱ショック試験および高温の動的負荷は優れた結果を示した。複合体中のクラックも弛みも認められなかった。

本発明は実施例に制限されない。原則的に羽根本体1のための酸化物分散硬化型ニッケル系スーパーアロイならびにカバー板（カバー帯）6および脚部材7のための非酸化物分散硬化型ニッケル系スーパーアロイは前記組成以外の組成のものを使用することもできる。羽根本体1の予熱温度は羽根本体素材の低温融解相の固相線温度より50～300℃低い範囲にあり、非分散硬化型ニッケル系スーパーアロイの溶湯13の鋳造温度はこの合金の最高融解相の液相線温度より最高100℃高い。鋳造過程終了後および凝固の間の溶湯13の温度ならびに羽根本体1の温度は羽根本体1の溶解および羽根本体1とカバー板6または羽根本体1と脚部材7の間の冶金結合を避けるように制御しな

ければならない。鋳型の中空空間を例1による組成を有する鋳造スーパーアロイIN738の溶湯13で同時に充てんした。鋳造温度は1370℃であつた。冷却は溶湯13が凝固した後1200℃から600℃までの温度範囲を僅か2時間で通過するように制御した。それによつて羽根素材の靱性上昇が達成された。

製造した工作物のカバー板6および脚部材7の範囲を後圧縮した。工作物をまず圧力を適用せずに1140℃の温度にした。この温度は羽根本体素材ならびにカバー板6および脚部材7の素材の再結晶温度より少なくとも100℃、しかし最高150℃低い範囲であつた。次に工作物に2000バールの全面的圧力を負荷し、したがつて3時間熱間等静圧圧縮した。冷却は5℃/minの速度で実施した。それによつて羽根本体1の横方向の最大可能の靱性が達成された。試験の結果カバー板6および脚部材7に対し理論値の100%の密度を達成したことが明らかになつた。

ればならない。工作物全体を次に制御下に室温へ冷却する。

羽根本体素材（半製品）または羽根本体1自体は桿状結晶の長さ方向と垂直の靱性を上昇するため有利に鋳ぐるみの前に、羽根本体素材の r -基地中の r' 相の溶体化処理温度またはそれより少し高い温度における焼鈍および引続く最高5℃/minの冷却からなる熱処理が実施される。選択的に羽根本体1は r' 相の最低可能の溶体化処理温度より少なくとも50℃低い温度へ予熱することができる。鋳造後、羽根本体1の冷却速度は600℃まで最高5℃/minでなければならない。次に工作物は任意の冷却速度で室温まで冷却することができる。

羽根本体1はとくに少なくとも上端部2および脚部材3に鋳ぐるみ前に元素Cr, Al, Si, Ti, Zrの少なくとも1つの酸化物からなる厚さ5～200 μ mの中間層16を備えることができる。

カバー板6および脚部材7の後圧縮のため工

作物全体を有利に室温へ冷却後もう1度1050～1200℃の温度にもたらし、少なくとも6および(または)7を熱間等静圧プレスし、その際工作物は羽根本体1ならびにカバー板6および脚部材7の素材の再結晶温度より少なくとも100℃、しかし最高150℃低い温度に加熱し、1000～3000バールの圧力下にてこの温度で2～24時間保持し、次に少なくとも600℃まで最高5℃/minの速度で冷却する。

いかなる場合にも製造した複合ガスタービン羽根の羽根本体1とカバー板6または脚部材7の間に金属の中断があり、冶金の結合がないように注意しなければならない。中断は一部自然の酸化膜、一部中空空間からなり、最大5μmの厚さを有する。しかし金属の中断部に元素Cr, Al, Si, Ti, Zrの少なくとも1つの元素の厚さ5～200μmの酸化物からなる中間層16が存在してもよい。この層は主として Al_2O_3 、または Y_2O_3 で安定化した ZrO_2 からなる厚さ少なくとも100μmの羽根本体1に固

着した層として形成される。

有利に羽根本体1は棒状結晶の長さ方向と垂直に高い靱性を有する酸化物分散硬化型で非析出硬化型のニッケル系スーパーアロイからなる。すなわちこの場合可鍛性を保持するため故意に付加的析出硬化は使用しない。

4 図面の簡単な説明

第1図は鋳ぐるみする羽根本体の上端部のための鋳造装腔の縦断面図、第2図はガスタービンの複合案内羽根の縦断面図、第3図は羽根本体と脚部材の間に中間層を有する脚部の縦断面図、第4図はガスタービンの複合回転羽根の縦断面図、第5図は脚部材に中間層および冷却通路を有する回転羽根の縦断面図である。

1…羽根本体、2…上端部、3…脚端部、4…凹所、5…突起部、6…カバー板、7…脚部材、8…鋳型、9…鋳込口、13…溶湯、15…冷却通路、16…中間層

代理人 弁理士 矢野 敏雄



Fig.1

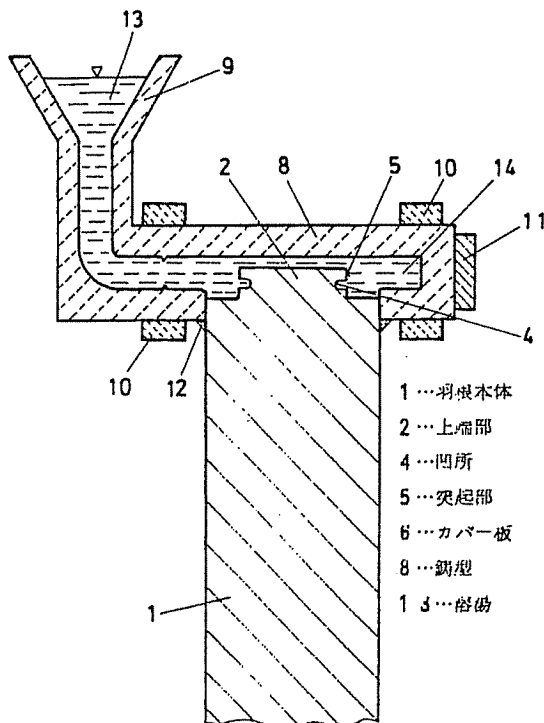


Fig.2

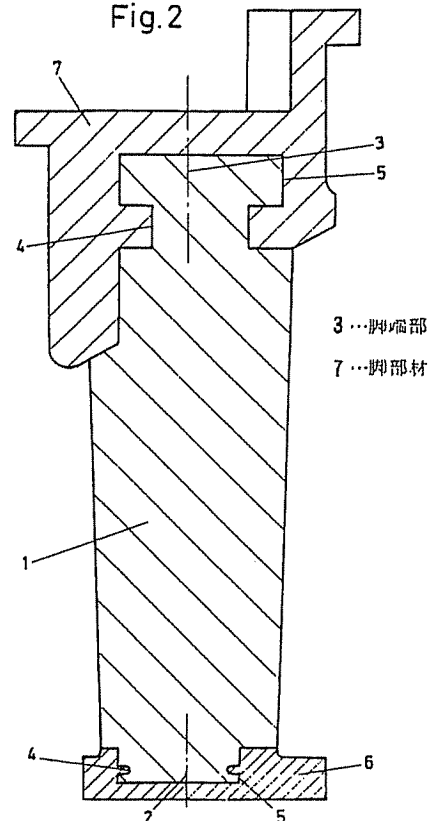


Fig.3

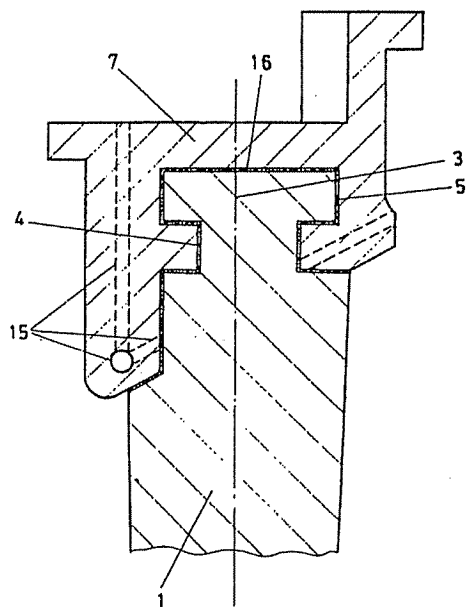


Fig.4

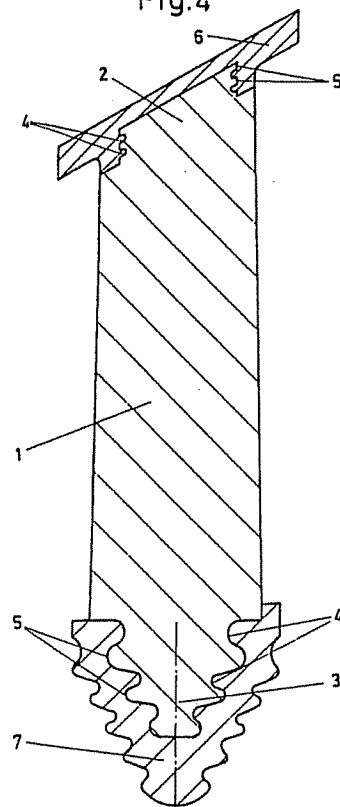


Fig.5

